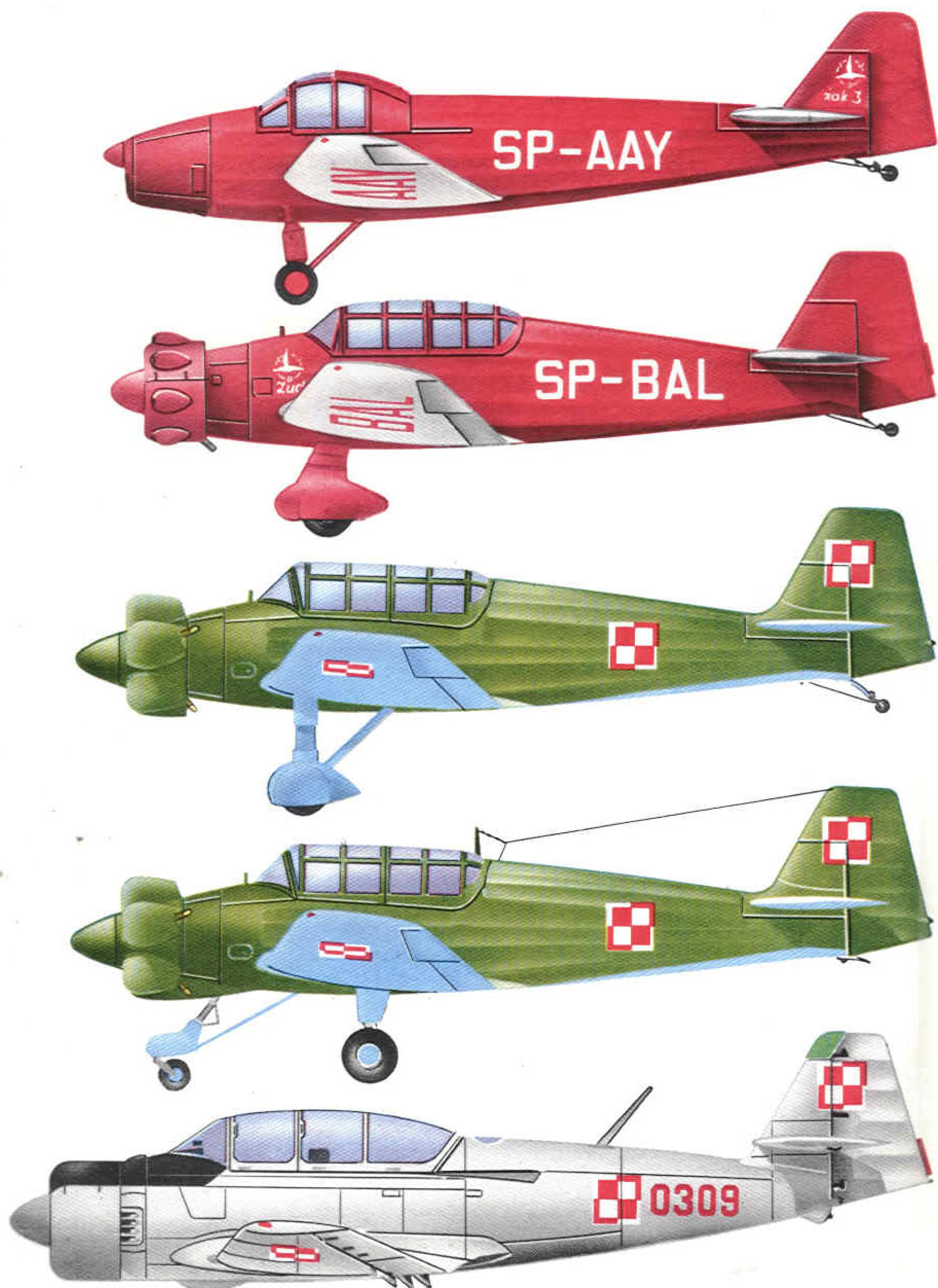
JERZY ŚWIDZIŃSKI

SAMOLOT SZKOLNO-TRENINGOWY TS-8 BIES



WYDAWNICTWO MINISTERSTWA OBRONY NARODOWEJ



Rozwój samolotów szkolno-treningowych w PRL (od góry):
Żak-3 z silnikiem o mocy 65 KM (1948 r.),
Zuch-2 z silnikiem o mocy 150 KM (1949 r.),
Junak-2 z silnikiem o mocy 160 KM (1951 r.),
Junak-3 z silnikiem o mocy 160 KM (1953 r.),
TS-8 Bies z silnikiem o mocy 320 KM (1955 r.)



Samolot *TS-8 Bies* w barwach wojsk lotniczych (fot. J. Amerski)

Samolot TS-8 Bies

Samolot *TS-8 Bies* jest znanym i popularnym samolotem szkolno-treningowym, który w znacznym stopniu przyczynił się do uzyskania wysokiego poziomu wyszkolenia pilotów naszych wojsk lotniczych. Wielu pilotów, którzy swe pierwsze kroki w powietrzu stawiali na *Biesie*, zasiada do dziś za sterami odrzutowych maszyn bojowych. Zaprojektowany wraz z silnikiem przez polskich konstruktorów, a następnie produkowany seryjnie przez polski przemysł lotniczy, samolot *Bies* stanowił w swoim czasie duże osiągnięcie polskiej myśli technicznej. Oblatany w 1955 r. *Bies* do dziś pozostaje w służbie i cieszy się uznaniem pilotów, którzy mieli okazję zetknąć się z tym udanym samolotem.

HISTORIA SAMOLOTU

Historia samolotu TS-8 *Bies* rozpoczęła się właściwie jeszcze w latach czterdziestych. Wtedy to w ówczesnych Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych (LWD) w Łodzi główny konstruktor doc. inż. Tadeusz Sołtyk rzucił myśl zbudowania jednomiejscowego samolotu przeznaczonego do zaawansowanego treningu pilotów myśliwskich. Samolot o nazwie *Bies* miał być wolnonośnym dolnopłatem konstrukcji mieszanej, wyposażonym w chowane podwozie i silnik *Argus As-10c* o mocy 240 KM. *Bies* nie był jedynym projektem LWD. W niewielkich tych zakładach w latach 1945—1950 zaprojektowano i wykonano szereg udanych prototypów lekkich samolotów, głównie szkolno-treningowych. Niektóre z nich,

Rozwój samolotów szkolno-treningowych w PRL (od góry):
***Żak-3* z silnikiem o mocy 65 KM (1948 r.),**
***Zuch-2* z silnikiem o mocy 150 KM (1949 r.),**
***Junak-2* z silnikiem o mocy 160 KM (1951 r.),**
***Junak-3* z silnikiem o mocy 160 KM (1953 r.),**
***TS-8 Bies* z silnikiem o mocy 320 KM (1955 r.)**

Recenzent:
mgr inż. **Tadeusz Królikiewicz**
Redaktor: **Jerzy Domański**
Zdjęcie na okładce: **Jerzy Amerski**
Plansze kolorowe: **Julian Malejko**
Opracowanie graficzne:
Stanisław Chorzemski
Redaktor techniczny: **Jadwiga Jegorow**

Wydawnictwo MON
Świdziński Jerzy: Samolot szkolno-treningowy *TS-8 Bies* Wwa 1974. Wydawn. Min. Obrony Nar. 8° s. 16 il. tab. tabl. [Seria] TBU z. nr 29

UKD 623.746.7
Lotnictwo

Broszura z serii TBU. Zawiera opis rozwoju historycznego, konstrukcji i działania polskiego samolotu szkolno-treningowego *TS-8 Bies*, bogato ilustrowana zdjęciami i rysunkami. Przykłady zastosowania w wojsku i lotnictwie cywilnym.



Twórcy *Biesa* (od lewej: dr inż. Jerzy Lamparski — szef grupy obliczeniowej, doc. inż. Wiktor Narkiewicz — konstruktor silnika *WN-3*, doc. inż. Tadeusz Sołtyk — główny konstruktor samolotu, mgr inż. Jerzy Świdziński — zastępca głównego konstruktora, mgr inż. Jerzy Winiarski — główny aerodynamik

jak np. *Żak-3*, *Zuch-2*, a następnie *Junak*, były produkowane seryjnie. Pierwszy projekt *Biesa*, podobnie jak szereg innych ciekawych projektów LWD, nie został zrealizowany, z powodu likwidacji LWD w 1951 r. W latach tych następuje dynamiczny rozwój przemysłu lotniczego. Do produkcji wchodzi nowoczesny odrzutowy samolot myśliwski *Lim-1* (*MiG-15*). Wymaga to olbrzymiego wysiłku i koncentracji sił. Wydaje się, że nie można w takiej chwili rozpraszać sił na tworzenie własnych konstrukcji lotniczych. Ale wkrótce okazuje się, że ta teza jest fałszywa. Właśnie pojawienie się nowego sprzętu o znacznie wyższych parametrach i nie spotykanym dotąd stopniu trudności w obsłudze stawia na zupełnie nowej płaszczyźnie sprawę szkolenia załóg. Zaczyna się gwałtownie odczuwać potrzebę nowoczesnych samolotów do szkolenia i treningu pilotów. W tym stanie rzeczy doc. Sołtyk otrzymuje polecenie stworzenia nowego zespołu konstrukcyjnego i podjęcia pracy nad projektem samolotu szkolno-treningowego. Zespół zostaje utworzony w sierpniu 1952 r. w Instytucie Lotnictwa, którego dyrektorem naukowym był wówczas prof. dr inż. Władysław Fiszdon. Gromadzą się ludzie z różnych ośrodków i stron kraju: z Instytutu, WSK-Okęcie i dawnego LWD, weterani przedwojennego przemysłu lotniczego i nowo upieczeni absolwenci politechnik i szkół technicznych. Inżynierowie W. Błaszczyk, S. Kowalski, J. Lamparski, S. Madeyski, R. Sznee, J. Świdziński, J. Winiarski, T. Zwanicki, technicy E. Bób, B. Biernacki, E. Budziński, E. Sulik, J. Tomaszewski stanowili zaczątek biura konstrukcyjnego; inżynierowie T. Arcinowski, W. Kamiński i J. Luboiński — trzon biura technologii i fabrykacji.

Na deskach kreślarskich znalazły się w pierwszych chwilach rysunki samolotu szkolno-treningowego *Chwat*. Była to unowocześniona wersja będącego ówcześnie w bieżącej produkcji i użytkowaniu samolotu *Junak-2*. *Chwat* przypominał *Junaka* zarówno sylwetką, jak i konstrukcją (mieszaną) i jednostką napędową (silnik *M-11 FR* o mocy 160 KM). Unowocześnienia polegały na zastosowaniu osłony kabiny o lepszej widoczności, a przede wszystkim na zastosowaniu chowanego podwozia (dwukołowego) oraz wyposażeniu samolotu w radiostację pokładową, której

Prototyp *Biesa* w locie

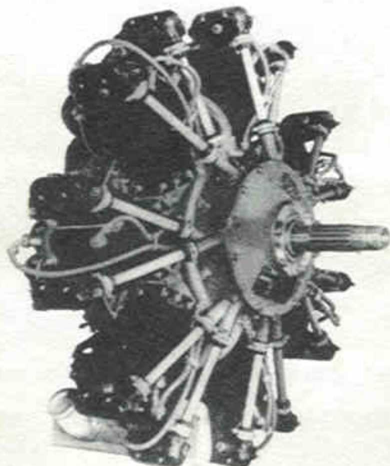


nie było w *Junaku*. Prace nad *Chwatem* zostały jednak wkrótce przerwane. Stało się bowiem jasne, że samolot ten nie zaspokoi w pełni rosnących potrzeb szkół lotniczych w zakresie nowoczesności szkolenia i treningu. Potrzebny był samolot o znacznie lepszych osiągach niż mógł to zapewnić silnik o mocy 160 KM, o bogatszym wyposażeniu radiowo-nawigacyjnym oraz — może przede wszystkim, o chowanym podwoziu trójkołowym, niezbędnym do szkolenia i treningu pilotów w startach i lądowaniach, podobnych jak na samolotach odrzutowych.

Zespół docenta Sołtyka podjął natychmiast pracę nad projektem wstępnym samolotu o wymaganych własnościach. Przyjęto nazwę *Bies*, nawiązującą do wcześniejszego projektu samolotu zaawansowanego szkolenia i treningu. Samolot otrzymał też oznaczenie typu *TS-8*, jako ósma konstrukcja doc. inż. T. Sołtyka. Zanim jednak prace nad *Biesem* ruszyły „pełną parą", zespół otrzymał jeszcze jedno zadanie. Lotnictwo wojskowe nie mogło dłużej czekać. Należało niemal natychmiast podjąć szkolenie na samolotach o trójkołowym podwoziu. W tym stanie rzeczy zapadła decyzja opracowania szybkiej przeróbki samolotu *Junak-2*, tzn. zastąpienia jego podwozia w układzie klasycznym trójkołowym podwoziem z kółkiem przednim. Zadanie zostało szybko i sprawnie wykonane. Samolot *Junak-3* o oznaczeniu *TS-9*, wyposażony w stałe, trójkołowe podwozie i radiostację pokładową, został oblatany w sierpniu 1953 r., a więc w rok po utworzeniu zespołu (!). Wkrótce też podjęto produkcję seryjną i samoloty *Junak-3* zostały przekazane szkołom lotniczym, wypełniając na pewien czas dotkliwą lukę sprzętową. Tak więc od połowy 1953 r. zespół mógł już poświęcić się wyłącznie pracy nad samolotem *TS-8 Bies*. Według założeń miał to być wolnonośny dolnopłat o nowoczesnej, całkowicie metalowej konstrukcji, ze skrzydłem o troskliwie wystudiowanych kształtach aerodynamicznych, w celu zapewnienia samolotowi prawidłowych własności lotnych. Jako jednostkę napędową wybrano opracowany przez zespół doc. inż. Wiktora Narkiewicza całkowicie polski silnik tłokowy *WN-3* w układzie 7-cylindrowej gwiazdy, o mocy startowej 320 KM. Dla dwuosobowej załogi — ucznia i instruktora — przewidziano wygodną kabinę z miejscami jedno za drugim (tandem), bogato wyposażoną w dwa komplety przyrządów do lotów bez widoczności oraz w urządzenia radionawigacyjne. Trójkołowe podwozie chowane w locie miało upodobnić własności samolotu na ziemi do samolotów odrzutowych. Przewidziano również lekkie uzbrojenie ćwiczebne. *Bies* miał być uniwersalnym samolotem szkolno-treningowym o bardzo bogatym programie szkolenia, na który składało się szkolenie wstępne i podstawowe, szkolenie i trening w akrobacji, szkolenie w nawigacji i lotach bez widoczności oraz szkolenie w użyciu broni pokładowej.

Wszystkie te wymagania musiały być uwzględnione przy projektowaniu samolotu. Na etapie wstępnego projektu dokonano wyboru układu samolotu. Spośród dyskutowanych trzech wariantów wybrano układ konwencjonalny ze śmigłem ciągnącym, jako rokujący największą poprawność użytkowania oraz najkorzystniejszy pod względem zwartości i lekkości konstrukcji. Odrzucono natomiast warianty ze śmigłem pchającym i silnikiem położonym za kabiną załogi, w tym wariant dwubelkowy i wariant z przedłużonym wałem i śmigłem, umieszczonym w szczelinie między statecznikiem pionowym i sterem. Warianty te byłyby bardziej podobne w odczuciu załogi do samolotów odrzutowych, jednak trudności z zabudową gwiazdowego silnika i przewidywane trudności z jego chłodzeniem wpłynęły na porzucenie tych rozwiązań.

Prace konstrukcyjne, opracowanie technologiczne, budowa prototypu, próby modelu w tunelu aerodynamicznym i próby statyczne, przeprowadzane na tzw. „zerowym" egzemplarzu,



Silnik gwiazdowy *WN-3* konstrukcji doc. inż. W. Narkiewicza

trwały dwa lata i w połowie 1955 r. samolot był gotów do prób. Po próbach naziemnych, włącznie z próbami funkcjonalnymi urządzeń pokładowych, w dniu 23 lipca 1955 r. pierwszy prototyp samolotu *TS-8 Bies*, oznaczony nr fabr. *P-1*, wzniósł się po raz pierwszy w powietrze. Oblotu dokonał pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa, inż. Andrzej Abłamowicz.

W roku 1955 oblatano również dwa dalsze prototypy samolotu *Nr P-2* i *Nr P-3*. Nieco później wszystkie prototypy samolotu otrzymały znaki rejestracyjne: SP-GLF *(P-1)*, SP-GLH *(P-2)* i SP-GLG *(P-3)*.

Wszystkie prototypy samolotu poddane zostały intensywnym próbom w locie — fabrycznym i państwowym, które w pełni potwierdziły założenia konstruktorów i dowiodły wysokiej jakości samolotu. Nie oznacza to jednak, że próby

Pilot — oblatywacz inż. A. Abłamowicz po udanym locie





Ogólny układ podwozia (fot. J. Amerski)



Podwozie przednie (fot. J. Amerski)

Podwozie główne (fot. J. Amerski)



przebiegały całkiem bez przeszkód. Ujawniono szereg usterek i wprowadzono niezbędne poprawki do konstrukcji, jak np. powiększono usterzenie wysokości. Samolot miał też kilka niezwykłych przygód. Pewnego razu jeden z pilotów wylądował „na brzuchu", zapomniawszy wypuścić podwozie. Jak się później okazało, uszkodzenie samolotu w wyniku tego wypadku nie było zbyt poważne i samolot szybko wyremontowano. Wypadek ten stał się dodatkową, niezamierzoną próbą sprawności konstrukcji. Innym razem odleciało podczas prób przestawialne śmigło, co jednak nie przeszkodziło pilotowi bezpiecznie wylądować. Najgroźniejszą przygodę przeżył pilot doświadczalny inż. Ludwik Natkaniec. W czasie lotu w pobliżu lotniska otworzyły się zamki osłony silnika i ta przesunęła się do przodu, uszkadzając śmigło. Wskutek wyłamania się jednej łopaty wystąpiła niezrównoważona siła odśrodkowa, która spowodowała wybudowanie się całego silnika. Pilot nie tracąc przytomności umysłu natychmiast otworzył podwozie i dzięki wysunięciu przedniego koła do przodu, przywrócił utraconą przez chwilę równowagę, po czym wylądował, zanim utracił prędkość. Pomimo tych przygód piloci doświadczalni polubili wkrótce samolot, jego doskonałe własności lotne, poprawne zachowanie się w powietrzu, podczas startu i lądowania, jego wygodną, prawidłowo rozplanowaną kabinę. Samolot zaczął też zdobywać uznanie w kraju i za granicą. W 1956 r. jeden z prototypów wystawiony został na Targach Poznańskich, a w następnym roku na Targach Lipskich.

Również w 1957 roku efektownie pomalowany drugi prototyp SP-GLH, wyposażony w dodatkowy zbiornik paliwa pod lewym płatem oraz metalowe śmigło przestawialne Hamilton-Standard (zamiast stałego, drewnianego *B-3*), odbył przelot do Paryża i został zademonstrowany na tamtejszym międzynarodowym salonie lotniczym. *Bies* był już wtedy posiadaczem trzech rekordów międzynarodowych. Pierwszy z nich — wysokości lotu 7084 m — uzyskany został przez pilota inż. A. Abłamowicza w dniu 28 grudnia 1956 r. W 1957 roku pobito jeszcze dwa dalsze rekordy na pierwszym prototypie SP-GLF, odpowiednio przystosowanym, przez zabudowę w drugiej kabinie dodatkowego zbiornika paliwa i niewielkiego zbiornika oleju. W dniu 14 maja 1957 roku inż. Abłamowicz uzyskał w locie po obwodzie zamkniętym odległość 2884 km, a w dwa tygodnie później, w dniu 30 maja, inż. L. Natkaniec pobił rekord prędkości w obwodzie zamkniętym 2000 km — 317 km/h. Pierwszy i trzeci rekord zostały ustalone w klasie ciężarowej 1000—1750 kG, drugi (odległości) — w klasie 1750—3000 kG. Nie trzeba podkreślać, że trzy rekordy: wysokości, zasięgu i prędkości, zostały słusznie uznane za dowód wysokiej jakości samolotu.

W wyniku uzyskania ogólnie pozytywnej opinii samolot *TS-8 Bies* został przekazany do produkcji seryjnej. Pierwsza seria, tzw. informacyjna, w liczbie dziesięciu samolotów, została wyprodukowana w WSK-Okęcie. Samoloty tej serii zarówno pod względem konstrukcji, jak i wyposażenia niewiele różniły się od prototypów. Po wyprodukowaniu zostały one przekazane do jednej z jednostek lotniczych, gdzie przeszły intensywne próby eksploatacyjne. W wyniku tych prób, we właściwej produkcji seryjnej w WSK-Mielec, znalazła się zmodyfikowana i ulepszona wersja samolotu oznaczona *TS-8 BII*, w odróżnieniu od wersji *TS-8 BI* produkcji WSK-Okęcie. W WSK-Mielec zbudowano ogółem kilkaset samolotów tego typu w dziesięciu seriach, różniących się niektórymi szczegółami. Ostatnią wersją w produkcji była wersja *TS-8 BIII*. Poszczególne wersje różniły się głównie wyposażeniem, zwłaszcza radionawigacyjnym, i tak radiostację krótkofalową z anteną linkową zastąpiono radiostacją ultrakrótkofalową (UKF) z charakterystyczną skośną



Prasa o rekordach *Biesa*

anteną mieczową w tyle kadłuba. Radiopółkompas zmieniono na radiokompas. Dodano również odległościową busolę żyromagnetyczną, a w wersji *BIII* radiowysokościomierz i wskaźnik przelotu radiolatarni. Śmigło stałe *B-3* zostało w wersjach *BII* i *BIII* zastąpione przestawialnym śmigłem *WR-1*, skonstruowanym w Instytucie Lotnictwa przez inż. Wiktora Rotha. Z uzbrojenia usunięto karabin maszynowy *UBK*-12,7 mm, pozostawiając jednak fotokarabin i celownik żyroskopowy.

Wraz z samolotem w produkcji znalazł się również silnik *WN-3*. Był to pierwszy po wojnie silnik polskiej konstrukcji produkowany seryjnie (prototypy samolotu latały na prototypach silnika).

Seryjne *Biesy* zasilały stopniowo oficerskie szkoły lotnicze i jednostki wojskowe, gdzie stosowano je do szkolenia i treningu pilotów, głównie myśliwskich. Samoloty te przyczyniły się do znacznego podniesienia poziomu wyszkolenia załóg. Obecnie samolot *TS-8 Bies* nie jest produkowany. W procesie szkolenia pilotów szerokie zastosowanie znalazł szkolno-treningowy samolot odrzutowy *TS-11 Iskra*, zaprojektowany przez ten sam zespół konstrukcyjny. Jest to zresztą oznaką nowoczesności metod szkolenia naszego lotnictwa wojskowego i jego nadążania za światowym postępem w tej dziedzinie. Ale samoloty *TS-8 Bies* pozostały w służbie i nadal jeszcze służą do treningu pilotów, w wojsku i aeroklubach. W czasie swej wieloletniej „kariery" wojskowej samoloty *Bies* wylatały łącznie ponad 250 000 godzin.

W drugiej połowie lat sześćdziesiątych kilkadziesiąt *Biesów* przeszło „do cywila" i zostało przekazanych do dyspozycji Aeroklubu PRL. Samoloty otrzymały zamiast biało-czerwonych szachownic cywilne znaki rejestracyjne i zostały użyte do szkolenia i treningu pilotów sportowych. Większa część cywilnych *Biesów* została skupiona w centrach wyszkolenia lotniczego, np. w Krośnie i w Łodzi, gdzie zorganizowano tzw. Lotnicze Przysposobienie Wojskowe II-go stopnia. Junacy LPW, którzy poprzednio przeszli pomyślnie szkolenie szybowcowe, zdobywają na *Biesach* szlify pilotów samolotowych. Wielu z nich zasila później szeregi słuchaczy Oficerskich Szkół Lotniczych i zasiada za sterami odrzutowych *Iskier*.

Mimo swej wysokiej jakości samolot *TS-8 Bies* nie był prawie nigdzie eksportowany. Wyjątek stanowiły tu tylko dwa *Biesy*, specjalnie przystosowane do tropikalnego klimatu, które dostarczone zostały do Republiki Indonezji i użytkowane w bazie lotniczej w Bandungu. Prototypy *Biesa* długo jeszcze pozostawały w Instytucie Lotnictwa, gdzie przeprowadzono na nich szereg ciekawych prac doświadczalnych.

OPIS KONSTRUKCJI

Konstrukcja samolotu odznacza się dużym stopniem nowoczesności. W swoim czasie stanowiła ona duży krok naprzód w porównaniu do poprzednio opracowywanych konstrukcji. Zarówno układ konstrukcyjny samolotu i jego ukształtowanie aerodynamiczne, jak też i szczegółowe rozwiązania konstrukcyjne poszczególnych zespołów świadczą o dokładnym przemyśleniu każdego zagadnienia przez konstruktorów i technologów. Konstrukcja struktury nośnej odznacza się celowością, prawidłowym przebiegiem obciążeń i optymalizacją rozwiązań pod względem ciężaru. Przeznaczenie samolotu, wymagania stawiane jego osiągom i własnościom lotnym narzucały konstruktorom pewne rygory i nie pozwoliły stosować najprostszych rozwiązań, gdyż mogły one okazać się niekorzystne z punktu widzenia np. aerodynamiki. Tak więc aby obniżyć opór aerodynamiczny, w budowie samolotu zastosowano nity z łbami wpuszczonymi, chociaż są one niewątpliwie trudniejsze technologicznie, to samo dotyczy innych rozwiązań, np. obłych kształtów kadłuba, skomplikowanej geometrii skrzydła itp. Ze względu na konieczność utrzymania kształtów aerodynamicznych pokrycie samolotu musiało być dość sztywne. Wykorzystano więc je do przenoszenia naprężeń, wybierając dla głównych zespołów samolotu konstrukcję półskorupową, z tzw. pracującym pokryciem. Oczywiście, zasady tej nie udało się zastosować w pełni, a to ze wzglę-

Samolot *TS-8 Bies* w barwach cywilnych (fot. J. Amerski)





Seryjny *TS-8 Bies* na lotnisku fabrycznym

du na liczne wykroje w pokryciu, niezbędne ze względów funkcjonalnych i obsługowych (wykroje kabiny, podwozia, liczne wzierniki obsługowe itp.).

Na uwagę zasługuje opracowanie technologiczne samolotu. *Bies* był chyba pierwszym samolotem krajowej konstrukcji, który od najwcześniejszego etapu projektowany był przy uwzględnieniu zasad technologii i wykonawstwa warsztatowego. Zastosowany podział technologiczny samolotu na zespoły nie tylko umożliwił znacznie rozszerzenie tzw. frontu robót przy budowie samolotu, ale także ułatwił i uprościł operacje montażowe. Bardzo skrupulatnie przestrzegana była zasada, aby do minimum ograniczyć szwy nitowe, dostępne tylko z jednej strony. W tym celu konstrukcję skrzydła i kadłuba rozbito na szereg prostych zespołów, które mogły być nitowane przy wygodnym dostępie z obu stron. Już przy budowie prototypu zastosowano sztywne i wygodne przyrządy montażowe, składane ze standardowych, znormalizowanych elementów.

Inną zasadą technologiczną, realizowaną w konstrukcji, była redukcja liczby części uzyskiwana przez zastosowanie tzw. elementów integralnych, głównie w postaci skomplikowanych odlewów ze stopu magnezu, tzw. „elektronu". Przykładem może tu być np. obsada widelca kółka przedniego, która w *Junaku 3* była spawana z kilkunastu elementów, w *Biesie* zaś stanowiła jedną jedyną część, odlaną, a następnie obrobioną. Podobnie wykonana była górna część goleni, węzły podwozia w kadłubie i skrzydle, elementy sterowania, jak pedały, dźwignie, konsole itp.

Jeszcze innym przykładem technologiczności było wykonywanie wszystkich elementów usztywniających, jak pasy dźwigara, podłużnice itp., w postaci tzw. profili wyciskanych zamiast uzyskiwania ich metodą znacznie bardziej pracochłonnego gięcia z blachy lub frezowania.

Wszystkie te zabiegi i starania spowodowały, że samolot *Bies*, mimo swych złożonych kształtów okazał się łatwy i wygodny w produkcji. Trud włożony w utechnologicznienie konstrukcji już w fazie opracowywania dokumentacji prototypowej sowicie się opłacił.

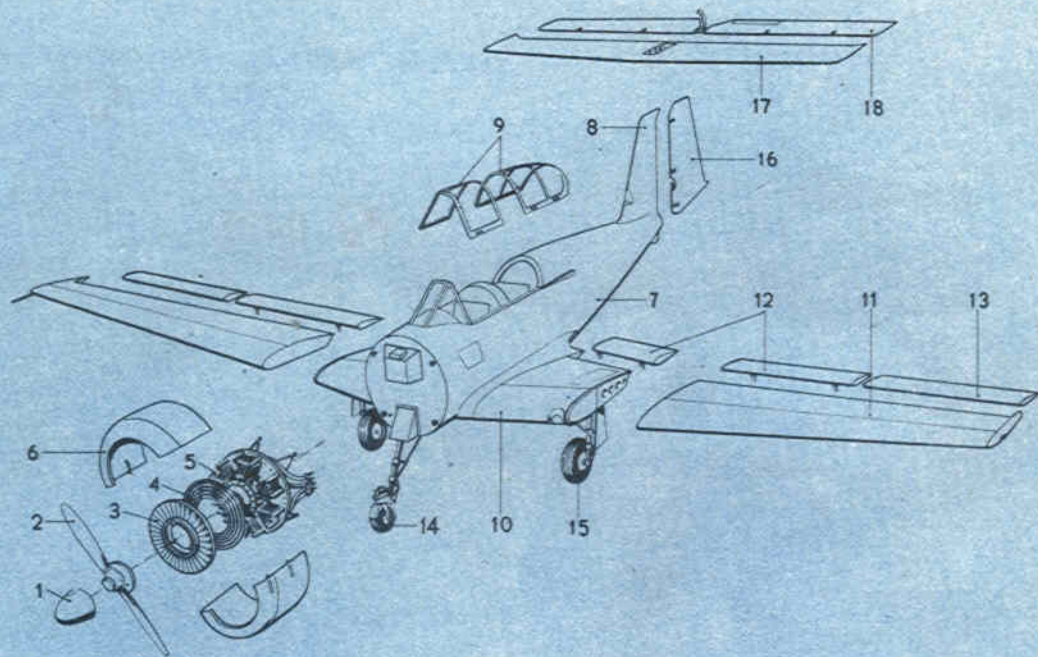
Samolot *TS-8 Bies* jest dwumiejscowym, jednosilnikowym, wolnonośnym dolnopłatem konstrukcji całkowicie metalowej, przeznaczonym do szkolenia i treningu pilotów w pilotażu podstawowym oraz w akrobacji, lotach nawigacyjnych i lotach bez widoczności.

Samolot ma wolnonośne, klasyczne usterzenie, chowane w locie, trójkołowe podwozie z kołem przednim i bogate wyposażenie pokładowe. Siedzenia pilotów usytuowane są w tandem, przy czym uczeń siedzi z przodu, co przyczynia się do wyrobienia w nim poczucia samodzielności i ułatwia przejście z lotów z instruktorem na loty samodzielne.

Skrzydło samolotu odznacza się dość złożonym kształtem aerodynamicznym. Zastosowano obrys trapezowy o dość dużej zbieżności, z poszerzeniem części przykadłubowej skrzydła. W widoku z przodu skrzydło ma kształt rozwartej litery „W", co oznacza, że części przykadłubowe mają wznios ujemny. Jest to korzystne z punktu widzenia aerodynamiki, gdyż daje niemal prostopadłe przejście powierzchni skrzydła w obły kształt kadłuba, obniżając tzw. opór interferencyjny. Jednocześnie załamanie skrzydła w dół pozwala na zmniejszenie długości goleni podwozia. Skrzydło jest ponadto skręcone aerodynamicznie i geometrycznie. Na załamaniu skrzydła przyjęto 12% profil NACA 23012 i kąt nastawienia względem osi kadłuba 3°, ku

Samolot *TS-8 Bies* w barwach sił powietrznych Indonezji na lotnisku w Bandungu





Podział technologiczny samolotu *TS-8 Bies*:
1 — **kołpak śmigła,** *2* **śmigło** *WR-1*, *3* — **żaluzja silnika,** *4* — **chłodnica oleju,** *5* — **silnik gwiazdowy** *WN-3*, *6* — **osłona silnika,** *7* — **kadłub,** *8* — **statecznik pionowy,** *9* — **osłony kabiny,** *10* — **skrzydło środkowe,** *11* — **skrzydło doczepne,** *12* — **klapa,** *13* — **lotka,** *14* — **podwozie przednie,** *15* — **podwozie główne,** *16* — **ster kierunku,** *17* — **statecznik poziomy,** *18* — **ster wysokości**

kadłubowi profil ulega stopniowemu pogrubieniu do 13%, a jednocześnie kąt nastawienia zmniejsza się do 0. W częściach skrajnych skrzydła kąt nastawienia maleje do wartości −1°. Taki rozkład profili i kątów nastawienia zapewnia prawidłowy rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości i zapobiega niesymetrycznym oderwaniom przepływu, mogącym doprowadzić do tzw. „zwalania się samolotu".

Konstrukcyjnie płat zbudowany jest jako trójdzielny, tzn. składa się z części środkowej (tzw. centropłata) oraz części doczepnych.

Skrzydło środkowe ma konstrukcję przejściową. W części podkadłubowej istnieje tylko pojedynczy dźwigar o grubych pasach duralowych. Na 1 żebrze dźwigar zagina się w dół i do tyłu. Pasy ścieniają się na przestrzeni od żebra 1 do 4, a naprężenia z nich przenoszą się na wzmocnione podłużnicami pokrycie przedniej części, tworzące tzw. keson, czyli komorę pracującą całym przekrojem również na skręcanie. Skrajne żebro (4) jest specjalnie wzmocnione, gdyż przenosi tzw. siły wtórne, występujące w załamaniu. Tylna, zadźwigarowa część konstrukcji skrzydła środkowego, jest elementem nie pracującym, podtrzymującym tylko umieszczoną na spływie klapę, mieści się w niej również komora podwozia głównego. W nosku skrzydła środkowego, z lewej strony, mieści się reflektor. Na górnej powierzchni skrzydła środkowego, tuż przy kadłubie, znajduje się chodnik z wypukłych stalowych listew blaszanych, zaopatrzonych w wytłoczenia przeciwpoślizgowe. Rozpiętość skrzydła środkowego wynosi 3 m, co umożliwia transport rozłożonego samolotu koleją, bez przekroczenia tzw. gabarytów (skrajni) kolejowych. Skrzydło środkowe łączy się z kadłubem za pomocą kilku sworzni. Rozłączania skrzydła od kadłuba w czasie eksploatacji nie przewiduje się.

Skrzydło doczepne ma konstrukcję półskorupową z kesonem przednim, pracującym zarówno na skręcanie, jak i siły normalne (od gięcia), a to dzięki usztywnieniu blaszanego pokrycia wyciskanymi podłużnicami. Tylna część konstrukcji podpiera tylko klapy i lotki oraz uzupełnia aerodynamiczny kształt skrzydła. Ze względów technologicznych powłoki kesonu i tylnej części skrzydła dzielą się na górne i dolne, co ułatwia nitowanie z obustronnym dostępem. Skrzydła doczepne łączą się ze skrzydłem środkowym za pomocą kołnierzy wykonanych z giętych kątowników wyciskanych oraz dość dużej liczby śrub z nakrętkami samozabezpieczającymi. W ten sposób siły z jednej części skrzydła na drugą przenoszone są niemal w sposób ciągły. Połączenie kołnierzowe osłonięte jest osłoną z taśmy blaszanej. Na krawędzi spływu skrzydeł doczep-

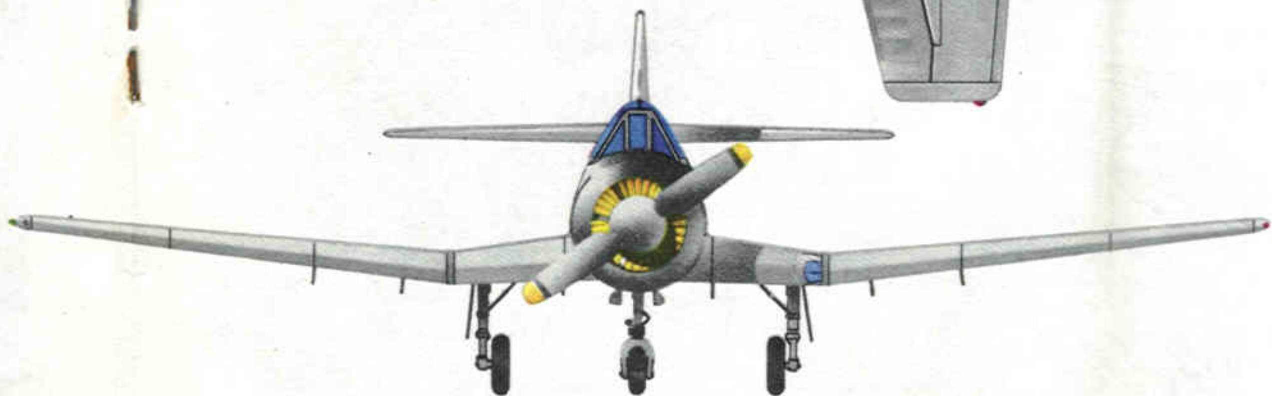
Kabina załogi (fot. J. Amerski)

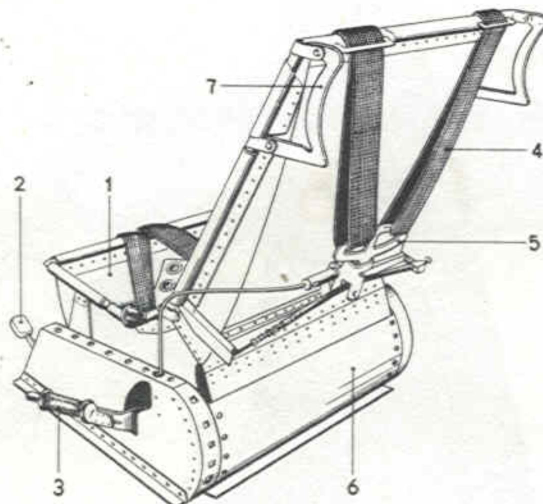




0 1 2 3 M

SAMOLOT SZKOLNO-TRENINGOWY
TS-8 BIES W BARWACH
POLSKIEGO LOTNICTWA WOJSKOWEGO



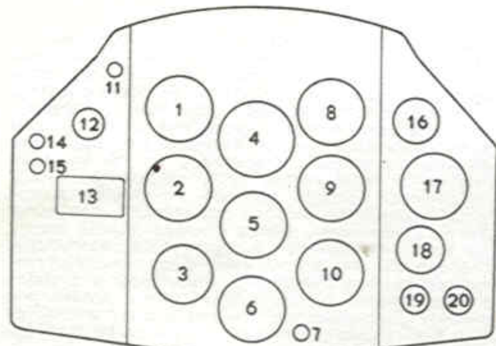


Fotel załogi: ***1*** **— siedzenie,** ***2*** **— dźwignia regulacji pasów,** ***3*** **— dźwignia regulacji wysokości,** ***4*** **— prowadnica,** ***5*** **— regulator naciągu pasów,** ***6*** **— podstawa fotela,** ***7*** **— pasy**

nych zawieszone są za pomocą trzech wsporników szczelinowe, różnicowe lotki. Oprócz tego na krawędzi spływu zarówno skrzydeł doczepnych, jak i skrzydła środkowego umieszczone są czteroczęściowe, jednoszczelinowe klapy wyporowe, których zadaniem jest zwiększenie współczynnika siły nośnej (wyporu) skrzydła podczas startu i lądowania. Klapy zawieszone są każda na dwóch wspornikach o obniżonej osi obrotu, przez co uzyskuje się przy wychyleniu jednoczesny efekt poszerzenia skrzydła. Klapy sprzężone są za pomocą sztywnych cięgien (popychaczy) oraz systemu dźwigni i wychylane za pośrednictwem dźwignika pneumatycznego, umieszczonego centralnie w kadłubie, pod kątem: 10° przy starcie i 30° przy lądowaniu. Zarówno klapy, jak i lotki zbudowane są z rurowych dźwigarów stalowych, do których przymocowane są duralowe żebra blaszane, połączone także listwą spływu. Całość kryta jest płótnem.

Kadłub o korzystnym aerodynamicznie, obłym kształcie i przekroju eliptycznym ma w zasadniczej części konstrukcję półskorupową, złożoną z pracującego pokrycia duralowego, usztywnionego wyciskanymi kątownikami i wręgami z blachy duralowej. Kadłub podzielony jest technologicznie wzdłuż płaszczyzny symetrii na dwie połówki, które nituje się oddzielnie z obustronnym dostępem, a następnie składa w jedną całość. W rejonie skrzydła konstrukcja kadłuba składa się z trzech wzdłużnych pionowych płyt zamkniętych od góry podłogą kabiny i przedzielonych w poprzek wręgą głównego dźwigara. W

Przednia kabina wersji ***TS-8 BII Bies:***
1 **— tablica przyrządów pokładowych,** ***2*** **— drążek sterowy z dźwignią hamulców,** ***3*** **— pedał sterowania kierunku (z regulacją),** ***4*** **— dźwignia wypuszczania podwozia,** ***5*** **— oświetlenie kabiny — zwykłe i nadfioletowe,** ***6*** **— zespół dźwigni sterowania zespołem napędowym,** ***7*** **— dźwignia regulacji fotela,** ***8*** **— pulpit sterowania radiostacją** ***R-800,*** ***9*** **— pulpit sterowania radiokompasem** ***ARK-5,*** ***10*** **— tabliczka abonenta telefonu pokładowego** ***SPU-2,*** ***11*** **— pokrętła i manometry pokładowej instalacji pneumatycznej,** ***12*** **— celownik**



Tablica przyrządów pokładowych przedniej kabiny w wersji *TS-8 BII*:
***1* — prędkościomierz, *2* — wysokościomierz, *3* — zegar czasowy, *4* — sztuczny horyzont, *5* — zakrętomierz i chyłomierz poprzeczny, *6* — paliwomierz, *7* — lampka „reszta paliwa", *8* — wskaźnik radiokompasu, *9* — wariometr, *10* — kontroler silnika, *11* — przycisk cewki rozruchu silnika, *12* — wyłącznik iskrowników, *13* — wskaźnik położenia podwozia, *14* — lampka „wypuść podwozie", *15* — przycisk sprawdzenia lampki, *16* — obrotomierz, *17* — manometr ładowania, *18* — termometr mieszanki, *19* — wyłącznik oświetlenia kabiny, *20* — opornik lamp nadfioletowych**

ten sposób tworzy się w przestrzeni podpodłogowej pięć komór. Komorę centralną zajmuje w locie złożone podwozie przednie, a w komorach bocznych znajdują się zbiorniki paliwa i agregaty instalacji sprężonego powietrza. Kabina załogi zajmuje część kadłuba mieszczącą się nad skrzydłem. Wykrój kabiny wzmocniony jest sztywną ramą z blachy duralowej. Fotele załogi umieszczone są w tandem, jeden za drugim. Fotele wykonane są z blachy. Siedzenia foteli przystosowane są do spadochronów siedzeniowych. Fotele mają urządzenie do regulacji wysokości za pomocą umieszczonej z lewej strony dźwigni oraz urządzenie do regulacji naciągu pasów. Pasy bezpieczeństwa są typu czteroczęściowego (piersiowe i brzuszne) z regulacją długości i szybko otwieranym zamkiem. Tylny fotel ma składane oparcie w celu stworzenia dostępu do agregatów radiowo-nawigacyjnych, umieszczonych w tej części kadłuba. Oba miejsca załogi wyposażone są w sterownice ręczne i nożne (dwuster), tablice pokładowe z identycznymi kompletami przyrządów pokładowych do lotów bez widoczności oraz w niezbędne urządzenia do obsługi w locie instalacji pokładowych. Osłona kabiny wykonana ze szkła organicznego składa się z trzech części. Część przednia, tzw. wiatrochron, zamocowana jest nieruchomo do kadłuba i zaopatrzona w szyby płaskie dla uniknięcia zniekształceń obrazu. Rama wiatrochronu, wykonana z grubej rury stalowej, stanowi jednocześnie zabezpieczenie na wypadek kapotażu (przewrócenie się samolotu na plecy). Dwie pozostałe części osłony kabiny są ruchome i mogą przesuwać się do tyłu osobno lub razem po specjalnych prowadnicach, co umożliwia wsiadanie i wysiadanie z kabiny. W przypadku konieczności szybkiego opuszczenia samolotu (w razie awarii) obie ruchome części kabiny można odrzucić za pomocą specjalnego urządzenia zrzutu awaryjnego. Osłona kabiny zastosowana na *Biesie* zapewnia załodze bardzo dobrą widoczność. Wsiadanie do kabiny może odbywać się z obu stron i jest ułatwione przez wysuwany stopień i uchwyty umieszczone w bocznych ścianach kadłuba.

Usterzenie pionowe samolotu składa się ze statecznika pionowego, konstrukcji blaszanej, półskorupowej, połączonego na stałe z kadłubem i steru kierunku. Ster ma konstrukcję zbliżoną do klap i lotek, tzn. złożoną z rurowego dźwigara, blaszanych żeber i listwy spływu oraz płóciennego pokrycia. Oś obrotu steru jest cofnięta od noska, przez co uzyskano tzw. wyważenie aerodynamiczne, zmniejszające siły potrzebne do sterowania.

Usterzenie poziome również dzieli się na statecznik i ster. Statecznik poziomy zamocowany do statecznika pionowego, w sposób umożliwiający ustawienie go pod właściwym kątem, ma konstrukcję półskorupową, podobną do konstrukcji skrzydła z zastosowaniem podziału technologicznego w płaszczyźnie cięciw. Ster wysokości złożony z dwóch połówek ma konstrukcję identyczną, jak ster kierunku i podobne wyważenie aerodynamiczne. Lewa połówka steru wysokości wyposażona jest w tzw. klapkę wyważającą, przestawianą z kabiny.

Sterowanie samolotem składa się ze sterownic znajdujących się w kabinie oraz systemu cięgien łączących sterownice ze sterami i lotkami. Sterownice są zdwojone, co oznacza, że sterowanie może odbywać się zarówno z jednej, jak i z drugiej kabiny. Sterownice ręczne wykonane są w postaci drążków sterowych, zakończonych u góry kształtowymi uchwytami. Uchwyty wyposażone są w przyciski broni pokładowej i przycisk radiostacji, a także ręczne dźwignie hamowania kół. Drążki zamocowane są do poprzecznych rur skrętnych, ułożyskowanych na podłodze. Rury te przenoszą podłużne ruchy drążka na cięgno biegnące po lewej burcie kadłuba do steru wysokości. Poprzeczne ruchy drążka za pomocą popychaczy przenoszą się na układ cięgien sterujących lotkami. Do sterowania kierunku służą pedały. Przednie i tylne pedały są połączone ze sobą po każdej stronie podłużną belką poruszającą się w rolkowych prowadnicach. Belki lewe i prawe sprzęgnięte są orczykiem, tak że poruszają się jedna w przód, a druga w tył i na odwrót. Jedna z belek połączona jest układem cięgien ze sterem kierunku. Pedały mogą być mocowane do belek w kilku punktach, co pozwala dostosować ich położenie do długości nóg pilota. Wszystkie cięgna sterowania samolotem są wykonane jako popychacze z rur duralowych, zawieszonych na elektronowych wieszakach. Jest to więc sterowanie typu sztywnego.

Podwozie samolotu składa się z zespołu podwozia przedniego i dwóch symetrycznych zespołów podwozia głównego. Podwozie przednie wyposażone jest w koło balonowe, o wymiarach 400 × 150 mm, na piaście elektronowej, ułożyskowane w spawanym widelcu stalowym, którego tuleja może obracać się w obsadzie, tak że koło może ustawiać się w dowolnym kierunku (360°). Drugi koniec obsady zamocowany jest do półwolnonośnej amortyzowanej goleni podpartej u góry systemem zastrzałów, z których jeden, łamany, blokuje podwozie w stanie otwartym. Górna obsada goleni (odlew elektronowy) ułożyskowana jest w kratowym wsporniku na pierwszej wręgze kadłuba i może chować się do tyłu w komorę w podkadłubowej części kadłuba. Chowanie i wypuszczanie podwozia odbywa się za pomocą dźwigni-



Kabina przednia (lewa strona) (fot. J. Amerski)

ka pneumatycznego (na sprężone powietrze). Chowanie zaczyna się przełamaniem zastrzału, a wypuszczenie podwozia kończy jego zablokowaniem. Widelec koła przedniego wyposażony jest w tłumik hydrauliczny typu tłokowego. Tłumik centruje koło w płaszczyźnie symetrii, ale umożliwia jego wychylenie w obie strony, a nawet od tyłu, pod warunkiem, że odbywa się to stosunkowo wolno. Natomiast szybkie ruchy, np. tzw. drganie „shimmy", są skutecznie tłumione. Podwozie główne (każda połówka) wyposażone jest w koło, o wymiarach 500 × 150 mm, osadzone na osi zamocowanej do dolnej części półwolnonośnej, amortyzowanej goleni. Górna część goleni połączona jest ze stożkową tuleją ułożyskowaną w dźwigarze i przedniej ściance kesonu skrzydła środkowego, w pobliżu żebra nr 4, tak że może wychylać się do kadłuba i chować w spływowej części skrzydła. Chowanie i wypuszczanie podwozia głównego odbywa się za pomocą dźwignika pneumatycznego i łamanego zastrzału blokującego, podobnie jak to ma miejsce na podwoziu przednim. Czynności chowania i wypuszczania podwozia można dokonywać z dowolnego miejsca z kabiny za pomocą umieszczonych tam pneumatycznych zaworów — rozdzielaczy. Oba położenia podwozia (schowane i wypuszczone) sygnalizowane są w kabinach przez sygnały świetlne (zielone — wypuszczone i zablokowane, czerwone — schowane), osobne dla

Kabina przednia (prawa strona) (fot. J. Amerski)



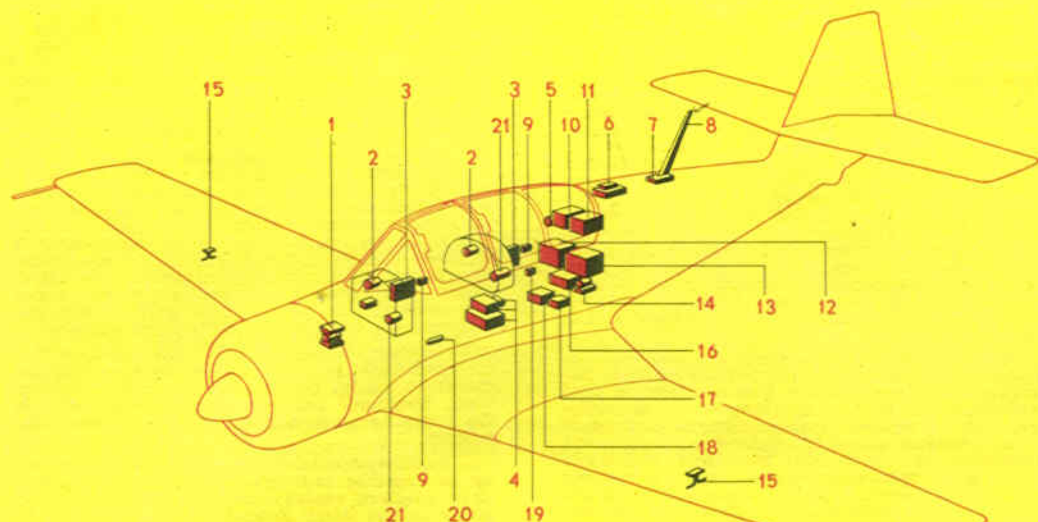
każdego koła. Wszystkie golenie amortyzowane są typu olejowo-powietrznego, tzn. zrównoważenie siły uderzenia o ziemię uzyskuje się przez sprężenie powietrza w komorze amortyzatora, a pochłanianie energii uderzenia następuje wskutek przetłoczenia specjalnej cieczy (oleju) przez niewielkie, silnie tłumiące otworki. Koła główne podwozia wyposażone są w hamulce cierne, pneumatyczne, typu dętkowego. Przy naciśnięciu dźwigni ręcznej na drążku sterowym, następuje dopływ sprężonego powietrza do dętki hamulca. Dętka dociska klocki cierne do bębna związanego z piastą koła, powodując hamowanie. Do sterowania służy pneumatyczny mechanizm różnicowy, połączony z pedałami sterowania nożnego. Wychylenie pedału powoduje „odpuszczenie" hamulca na przeciwległym kole i zakręt samolotu w kierunku wyciągniętej nogi.

Zespół napędowy samolotu składa się z silnika *WN-3* i śmigła *WR-1*. Silnik *WN-3* jest tłokowym, chłodzonym powietrzem silnikiem siedmiocylindrowym o układzie gwiazdowym i o mocy 330 KM. Konstruktorem silnika jest doc. inż. Wiktor Narkiewicz z Instytutu Lotnictwa.



Zespół usterzenia samolotu *TS-8 Bies* (fot. J. Amerski)

Silnik zamocowany jest do samolotu za pośrednictwem łoża spawanego z rur stalowych i gumowych amortyzatorów specjalnej konstrukcji. Silnik odgrodzony jest od konstrukcji kadłuba przegrodą ogniową, wykonaną z żaroodpornej blachy stalowej. Pierścieniowa osłona silnika typu NACA składa się z dwóch, łatwo zdejmowanych części. Na wlocie do silnika znajduje się wielosegmentowa, regulowana zasłonka (tzw. „żaluzja"), której przymknięcie pozwala uniknąć przechłodzenia silnika w czasie zmniejszania wysokości lotu bez „gazu". Rozruch silnika odbywa się za pomocą sprężonego powietrza. Silnik napędza ciągnące dwułopatowe śmigło typu *WR-1* o średnicy 2,2 m. Jest to śmigło przestawialne o stałych obrotach, ustalanych automatycznie przez regulator odśrodkowy. Łopaty śmigła *WR-1* wykonane są z drewna metodą klejenia cienkich warstw ułożonych pod różnymi kątami. Piasta śmigła osłonięta jest opływowym, łatwo zdejmowanym kołpakiem. Do sterowania silnika służą dźwignie przepustnicy (tzw. dźwignie „gazu") oraz dźwignie regulatora obrotów, znajdujące się w obu kabinach pod lewą burtą. Ponadto w kabinie znaj-



Rozmieszczenie wyposażenia radiowo-nawigacyjnego:
1 — **przetwornica radiokompasu** *ARK-5*, *2* — **wskaźnik** *ARK-5*, *3* — **pulpit sterowania** *ARK-5*, *4* — **bloki** *ARK-5*, *5* — **osuszacz** *ARK-5*, *6* — **antena ramowa** *ARK-5*, *7* — **filtr anteny**, *8* — **antena mieczowa** *ARK-5/R-800*, *9* — **tabliczka abonenta telefonu pokładowego** *SPU*, *10* — **wzmacniacz** *SPU*, *11* — **przetwornik**, *12* — **blok odbiorczy radiostacji** *R-800*, *13* — **blok nadawczy radiostacji** *R-800*, *14* — **przetwornica**, *15* — **antena radiowysokościomierza** *RW-2*, *16* — **blok nadawczo-odbiorczy** *RW-2*, *17* — **filtr sieciowy**, *18* — **blok odbiorczy** *MRP-48P*, *19* — **dzwonek** *MRP-48P*, *20* — **antena** *MRP-48P*, *21* — **przetwornica zasilająca**

dują się inne manipulatory obsługi silnika, jak dźwignie poprawki wysokości, dźwignie podgrzewania gaźnika, dźwignie kranu paliwa itp.

Instalacja paliwowa służy do zasilania silnika w paliwo. Składa się ona z trzech zbiorników, spawanych ze stopu aluminium, umieszczonych pod podłogą kabiny — dwa w przodzie, jeden w tyle, z lewej strony. Lewy, przedni zbiornik uważany jest za główny, gdyż w nim umieszczony jest nadajnik paliwomierza wskazującego zawartość paliwa we wszystkich zbiornikach (łącznie 240 litrów). Również napełnianie zbiorników odbywa się zwykle przez wlew głównego zbiornika, jakkolwiek pozostałe zbiorniki wyposażone są także we własne wlewy. Wszystkie trzy zbiorniki połączone są przewodami ze zbiorniczkiem kolektorowym, który zbudowany jest za przednim lewym (głównym) zbiornikiem i stanowi najniższy punkt instalacji. Zbiorniczek kolektorowy wyposażony jest w filtr i korek spustowy. Pełni on jednocześnie rolę odstojnika. Paliwo pobierane jest do silnika ze zbiornika kolektorowego poprzez zawór zwrotny. Zasadniczo przepływ paliwa do silnika następuje w wyniku ssania wywołanego pompą silnikową. W przypadku jej awarii można użyć ręcznej pompy awaryjnej, która zabudowana jest w komorze głównego zbiornika i napędzana dźwigniami znajdującymi się w obu kabinach. Pompa tłoczy paliwo do gaźnika membranowego, który dostarcza silnikowi mieszankę, niezależnie od położenia samolotu. Zbiorniki paliwa są połączone przewodami odpowietrzenia, co zapewnia równomierne opróżnienie zbiorników. Do podania pierwszej porcji paliwa w czasie rozruchu silnika służy pompka zastrzykowa, która pobiera paliwo ze zbiorniczka kolektorowego i wtryskuje je do kolektora ssącego silnika.

Instalacja olejowa służy do smarowania silnika w czasie pracy. Składa się ze zbiornika o pojemności 22 litrów, umieszczonego w komorze silnika przed przegrodą ogniową, pompy olejowej napędzanej przez silnik oraz chłodnicy oleju w postaci spiralnie zwiniętego przewodu metalowego, umieszczonego przed cylindrami silnika. Gorący olej z silnika przepływa przez chłodnicę, a następnie dostaje się do zbiornika, gdzie ulega dalszemu ochłodzeniu i odpienieniu. Ze zbiornika olej pobierany jest ponownie do obiegu chłodzącego silnika. Zbiornik wyposażony jest we wlew oleju, miernik poziomu (prętowy) oraz zawór opróżniający.

Instalacja pneumatyczna (sprężonego powietrza) służy do uruchamiania klap, chowania i wypuszczania podwozia, hamowania kół i rozruchu silnika. Powietrze pod ciśnieniem roboczym 50 kG/cm² przechowywane jest w kulistych, spawanych zasobnikach, głównym o pojemności 12 litrów i awaryjnym — 3-litrowym. Do uzupełnienia powietrza w instalacji służy sprężarka tłokowa *AK-50*, zabudowana na silniku. Oba zasobniki oraz filtr sieci, odoliwiacz i zawór bezpieczeństwa zabudowane są w prawej tylnej komorze podpodłogowej. Do wychylania klap służy trzypołożeniowy dźwignik umieszczony w kadłubie za tylną ścianą komory podpodłogowej. Umożliwia on wychylenie klap w położenie startowe lub w położenie

lądowania oraz powrót do położenia zamkniętego. Do chowania i wypuszczania podwozia służą trzy oddzielne dźwigniki, umieszczone bezpośrednio przy goleniach. Chowanie i wypuszczanie podwozia oraz wychylanie klap w położenie „do lądowania" może być w przypadku braku ciśnienia w sieci głównej dokonane również awaryjnie. Hamowanie kół odbywa się za pomocą reduktora (uruchamianego ręczną dźwignią na drążku sterowym), przez który powietrze o ciśnieniu ok. 12 atm dostaje się do dętek hamulcowych w kołach. Do rozruchu silnika służy urządzenie rozruchowe (rozdzielacz) na silniku, do którego doprowadza się sprężone powietrze przez odkręcenie odpowiedniego zaworu w kabinie.

Instalacja elektryczna służy do zasilania instalacji rozruchowej silnika, urządzeń radionawigacyjnych, przyrządów pokładowych, w tym zwłaszcza przyrządów żyroskopowych, oświetlenia kabiny, świateł sygnalizacyjnych w kabinie i na zewnątrz samolotu, świateł pozycyjnych i reflektora do lądowania. Instalacja wykonana jest jako jednoprzewodowa, tzn. minusowy przewód stanowi metalowa masa samolotu. Do zasilania instalacji służy prądnica prądu stałego *GSK-1500* o mocy 1,5 kW, zabudowana na silniku. Gdy silnik nie pracuje, zasilanie odbywa się z akumulatora pokładowego *12A30* o pojemności 30 Ah lub też akumulatorów lotniskowych. Napięcie robocze 28 V regulowane jest regulatorem napięcia *RK-1500*. Instalacja wyposażona jest ponadto w filtr zakłóceń *SF-1500*. Ponieważ przyrządy żyroskopowe (sztuczny horyzont *AGI*, zakrętomierz oraz zdalna busola żyromagnetyczna *DGMK-3*) muszą być zasilane trójfazowym prądem zmiennym, w skład instalacji wchodzą dwie przetwornice wirowe *PAG-1F* i *PAG-1FP*, zasilane prądem stałym, który przetwarzają na prąd zmienny. Podobna przetwornica typu *MA-250M* służy do zasilania prądem zmiennym radiostacji i radiokompasu.

Instalacja radiowo-nawigacyjna. Najbogatsze wyposażenie radiowe mają samoloty wersji *TS-8 BIII*. W skład instalacji wchodzą następujące urządzenia:

— Ultrakrótkofalowa radiostacja nadawczo-odbiorcza typu *R-800*, czterokanałowa, pracująca w pasmie częstotliwości 100—150 MHz. Zasilanie prądem zmiennym 115 V, 400 Hz z przetwornicy *MA-250M*. Zasięg radiostacji wynosi 120—350 km, zależnie od wysokości lotu. Antena umieszczona jest na tylnej części kadłuba.

— Automatyczny radiokompas typu *ARK-5* o ciągłej zmianie częstotliwości od 150—1300 KHz. Radiokompas służy do prowadzenia samolotu wg radiostacji naziemnych lub radiolatarni. Umożliwia również obliczenie miejsca położenia samolotu, określenie kątów wznoszenia i wektorów wiatru. Zasięg radiokompasu wynosi 180 km. Zasilanie prądem zmiennym 115 V, 400 Hz z przetwornicy *MA-250M*. Radiokompas wyposażony jest w obrotową antenę ramową, umieszczoną w grzbiecie kadłuba za kabiną.

— Telefon pokładowy *SPU-2* z hełmofonami i laryngofonami, służący do porozumiewania się członków załogi (ucznia i instruktora) między sobą. Włączenie telefonu pokładowego odbywa się przez naciśnięcie przycisku na drążku sterowym.

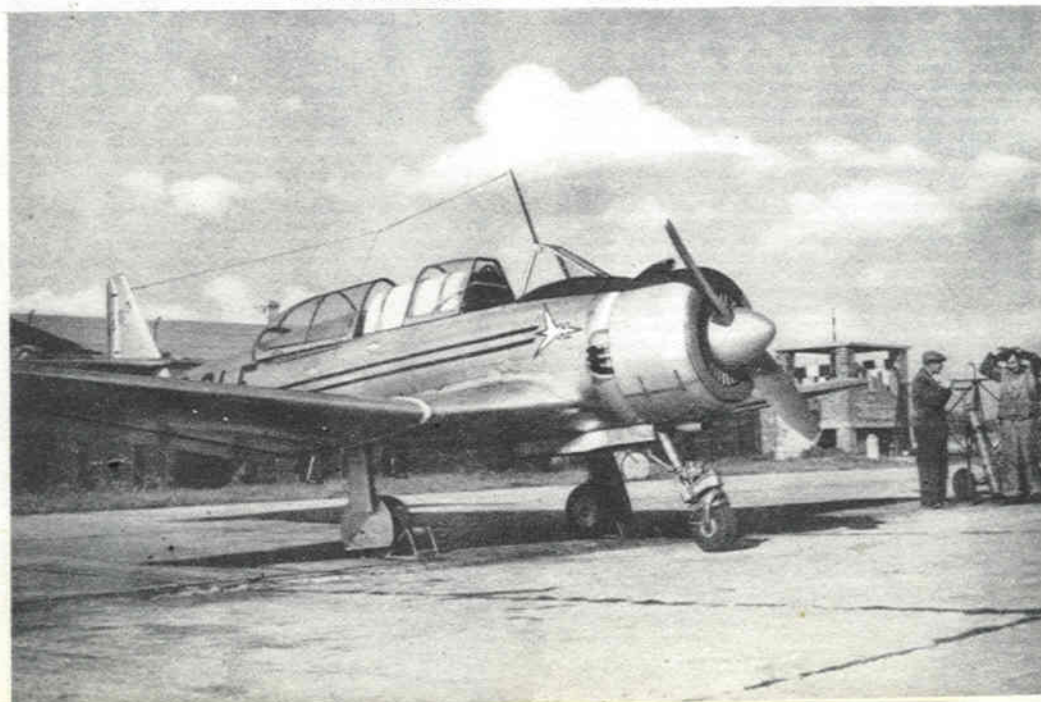
— Radiowysokościomierz typu *RW-2* pracujący na zasadzie radioecha i służący do dokładnego pomiaru rzeczywistej wysokości lotu nad powierzchnią ziemi. Zakres działania 0—12 000 m. Radiowysokościomierz wyposażony jest w dwie anteny dipolowe, nadawczą i odbiorczą.

— Sygnalizator radiolatarni *MRP-48* służący do sygnalizacji przelotu nad radiolatarnią lotniskową, co przy braku widoczności pozwala pilotowi na określenie położenia samolotu względem pasa lądowania.

Poprzednie wersje *Biesa* miały mniej bogate, mniej nowoczesne wyposażenie. Tak np. prototypy i wersja *BI* miały radiostację krótkofalową *RSJ-6k* z anteną linkową i radiopółkompas *RPKO-10M*.

Uzbrojenie. Prototypy samolotu były wyposażone w uzbrojenie ćwiczebne, składające się z najcięższego (wielkokalibrowego) karabinu maszynowego *UBK* — 12,7 mm, fotokarabinu, celownika żyroskopowego oraz dwóch wyrzutników bomb do 50 kG. Karabin maszynowy umieszczony był w prawym skrzydle środkowym z prawej strony. Był on zamontowany na spawanej, stalowej lawecie w sposób przesuwny, umożliwiający odrzut broni. Oporopo-

Pierwszy prototyp SP-GLF w wersji rekordowej z dodatkowym zbiornikiem paliwa w kabinie





Drugi prototyp w wersji „paryskiej" ze śmigłem Hamilton Standard i dodatkowym zbiornikiem paliwa pod lewym skrzydłem

wrotnik wykonany był w postaci sprężyny pierścieniowej. Skrzynka amunicyjna mieściła się w skrzydle doczepnym, za dźwigarem. Fotokarabin umieszczony był w komorze reflektora, w lewym nosku skrzydła środkowego. Celownik znajdował się nad przednią tablicą przyrządów pokładowych w kabinie ucznia. Do ustawienia danych celu służyła obrotowa rączka dźwigni gazu, połączona z celownikiem przewodami Bowdena. Wyrzutniki bomb umieszczone były pod skrzydłami doczepnymi, tuż obok załamania. Pozwalały one na podwieszenie bomb o ciężarze do 50 kG. Przycisk spustu karabinu maszynowego i fotokarabinu oraz przycisk zrzutu bomb umieszczone były na uchwycie drążka sterowego. W samolotach seryjnych wersji *BII* i *BIII* ze względu na ciężar wyposażenia radiowo-nawigacyjnego uzbrojenia nie montowano. Jedynie niektóre samoloty wyposażone były w celownik i fotokarabin dla treningu w pozorowanym strzelaniu.

BARWA SAMOLOTU

Wszystkie samoloty *TS-8 Bies* miały pokrycie z blachy duralowej, zabezpieczone antykorozyjnie przez tzw. anodowanie bezbarwne, cechowała je więc naturalna srebrzysta barwa metalu. Części opłótnione (stery, lotki, klapy) malowane były na srebrno. Prototypy miały na przedniej części kadłuba malowany emblemat Instytutu Lotnictwa, biały z czarną obwódką: za nim wzdłuż kadłuba dwa czarne pasy. Również górna część osłony silnika i kadłuba przed wiatrochronem malowana była na czarno matowym lakierem przeciwodblaskowym. Drugi prototyp (paryski) miał wzdłuż kadłuba szeroki ciemnoniebieski pas z białymi obwódkami, na osłonie silnika emblemat I. Lot., ale bez liter IL. Na usterzeniu znajdował się również niebieski pas z białymi obwódkami i białym napisem *Bies*. Znaki rejestracyjne malowane na czarno. Samoloty seryjne miały biało-czerwone szachownice na dolnych powierzchniach skrzydeł, na bokach kadłuba i na usterzeniu pionowym. Górną część osłony silnika i kadłuba przed wiatrochronem malowano na czarno lub szaro, niżej niż na prototypach. Numery seryjne były czerwone.

DANE TECHNICZNE

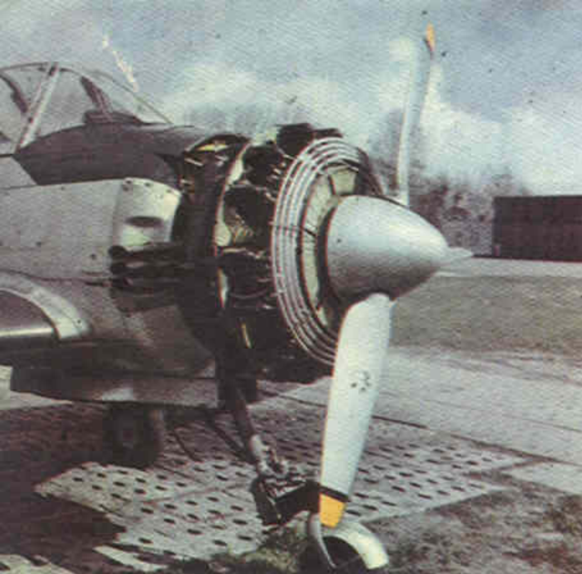
W y m i a r y: rozpiętość 10,5 m, długość 8,55 m, wysokość 3 m, powierzchnia nośna płata 19,1 m², wydłużenie 5,8, rozpiętość usterzenia wysokości 4,22 m, rozstaw kół głównych 2,35 m. Wymiary kół: główne 500 x 150, przednie 400 x 150 mm.

C i ę ż a r y: własny (samolotu wyposażonego) 1292 kG, w locie 1672 kG, współczynnik obciążenia +6, —3.

O s i ą g i (Q = 1672 kG): prędkość maksymalna (H = 0) 315 km/h, prędkość maksymalna (H = 1000 m) 310 km/h, prędkość dopuszczalna przy wysuniętych klapach 180 km/h, prędkość minimalna bez

Drugi prototyp w czasie prób (pierwsza wersja malowania)





Odsłonięty silnik z żaluzją i chłodnicą oleju (fot. J. Amerski)

klap 115 km/h, prędkość minimalna przy wysuniętych klapach 90 km/h, prędkość optymalnego wznoszenia 195 km/h, prędkość wznoszenia max (H = 0) 6 m/s, czas osiągnięcia 1000 m — 3,2 min, pułap 5900 m, zasięg (H = 1000) 620 km, czas trwania lotu 2h 33 min, rozbieg 360 m, długość startu do wys. 15 m — 680 m, długość lądowania z wys. 15 m — 630 m, dobieg 290 m, prędkość przyziemienia 115 km/h, zużycie paliwa (V = 240 km/h, H = 1000 m) 63 l/h.

Dane silnika *WN-3:* średnica cylindra 135 mm, skok tłoka 134 mm, całkowita pojemność skokowa 13,42 litra, stopień sprężania 6,2, kierunek obrotów prawy.

Moc: bojowa 330 KM, startowa 315 KM, nominalna 283 KM, przelotowa 235 KM, przy obrotach odpowiednio 2500, 2350, 2250, 2100 obr/min.

DOTYCHCZAS UKAZAŁY SIĘ:

1. Czołg średni T-34, 2. Kontrtorpedowiec „Burza", 3. Samolot myśliwski PZL P-24, 4. Rakieta „Wostok", 5. Samolot bombowy PZL-37 „Łoś", 6. Niszczyciel „Błyskawica", 7. Wyrzutnia rakietowa „Katiusza", 8. Działo pancerne SU-85, 9. Transporter opancerzony „SKOT", 10. Samolot szturmowy Ił-2, 11. Ręczny karabin maszynowy DP, 12. Czołg pływający PT-76, 13. Samolot TS-11 „Iskra", 14. Pistolet maszynowy PM-63, 15. Czołg średni T-54, 16. Okręt podwodny „Orzeł", 17. Samolot myśliwski „MiG-15", 18. Pociąg pancerny „Danuta", 19. Samolot PZL-23 „Karaś", 20. Mina kontaktowa wz. 08/39, 21. Polski czołg lekki 7TP, 22. Samolot myśliwski PZL P-11, 23. Samolot transportowy AN-12, 24. Opancerzony samochód rozpoznawczy BRDM, 25. Samolot myśliwski „Jak 9", 26. Okręt szkolny „Iskra", 27. Mały okręt rakietowy, 28. Kuter pościgowy „Batory".

W PRZYGOTOWANIU:

Pistolet P-64, Samolot wielozadaniowy Po-2, Śmigłowiec Mi-1, Ciężki czołg IS, Samolot szturmowy Ił-10, Torpeda kalibru 533 mm, Odrzutowy samolot bombowy Ił-28, Samolot bombowy Pe-2, Samolot bombowy Tu-2.

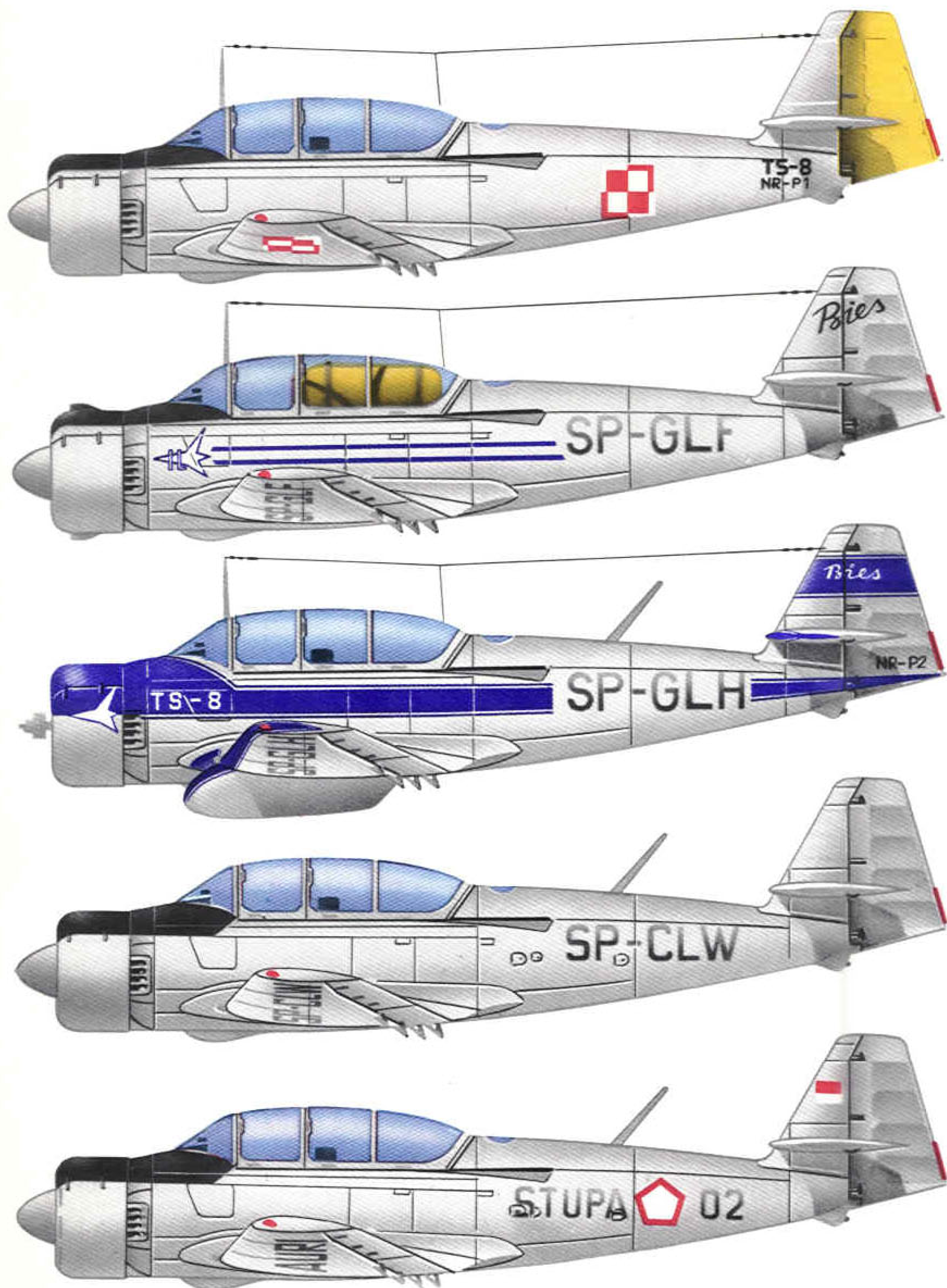
Barwy samolotów *TS-8 Bies* (od góry): pierwszy prototyp *P-1*, pierwszy prototyp-wariant rekordowy, drugi prototyp „paryski", samolot seryjny, samolot seryjny ze znakami cywilnymi, samolot seryjny w barwach lotnictwa Indonezji

Pięć tysięcy trzysta dziewięćdziesiąta siódma publikacja Wydawnictwa MON

Printed in Poland

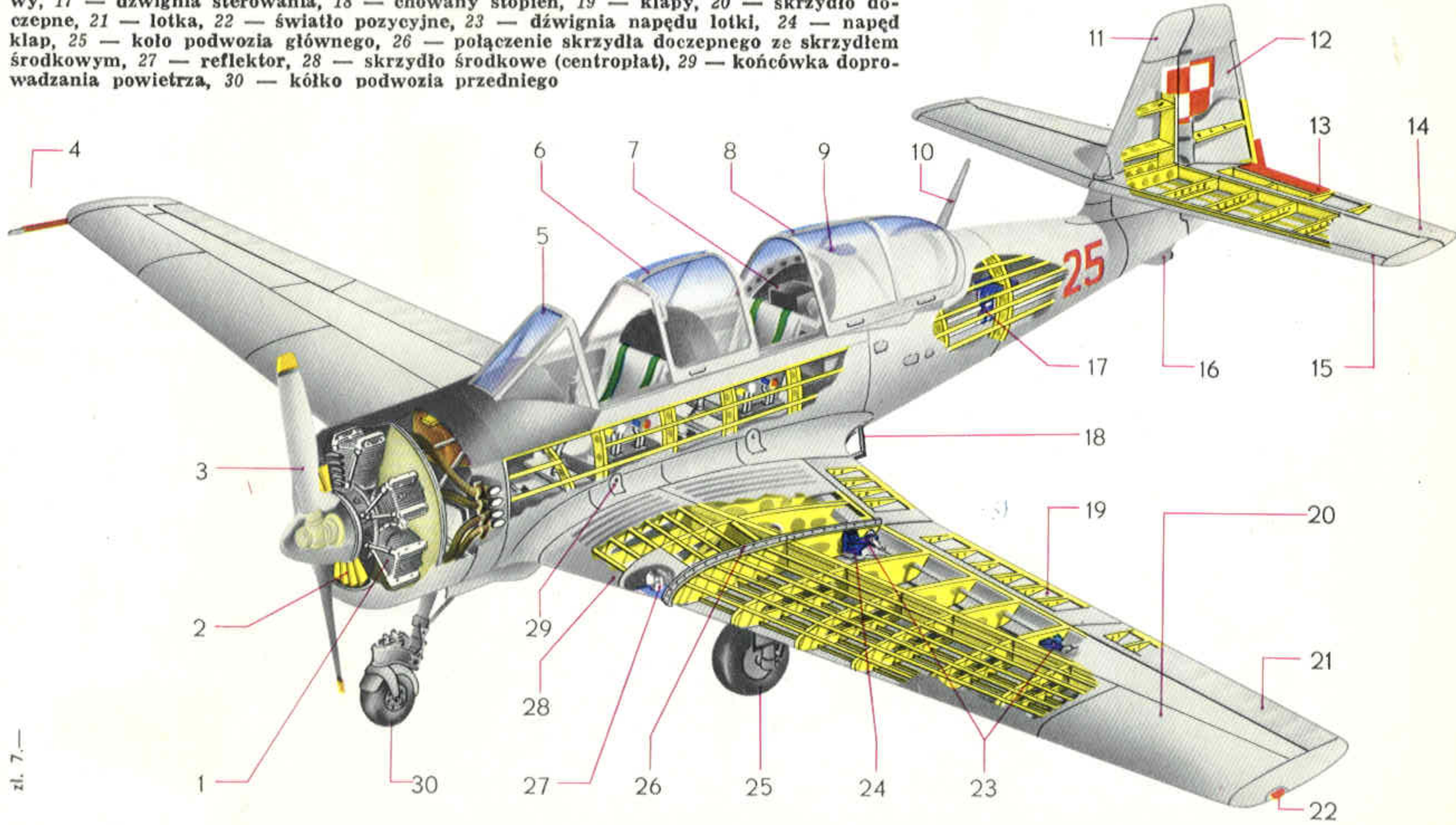
Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej. Warszawa 1974. Wydanie I

Nakład 30 000+339 egz. Objętość 2,88 ark. wyd., 1,25 ark. druk. Papier offsetowy III kl. 100 g, format 70×100/16 z Zakładów Celulozowo-Papierniczych im. J. Marchlewskiego we Włocławku. Oddano do składu we wrześniu 1973 r. Druk ukończono w kwietniu 1974 r. Wojskowe Zakłady Graficzne w Warszawie. Zam. nr 2456 z dnia 30.X.73. Cena zł 7.– W-105



Barwy samolotów *TS-8 Bies* (od góry): pierwszy prototyp *P-1*, pierwszy prototyp-wariant rekordowy, drugi prototyp „paryski", samolot seryjny, samolot seryjny ze znakami cywilnymi, samolot seryjny w barwach lotnictwa Indonezji

Przekrój samolotu *TS-8 Bies*:
1 — silnik *WN-3*, 2 — regulowana zasłonka silnika, 3 — śmigło przestawialne *WR-1*, 4 — nadajnik prędkościomierza, 5 — wiatrochron, 6 — przednia osłona kabiny, 7 — wyposażenie radiowe, 8 — tylna osłona kabiny, 9 — antena radiokompasu *ARK-5*, 10 — maszt anteny radiostacji *R-800*, 11 — statecznik pionowy, 12 — ster kierunku, 13 — klapka wyważająca, 14 — ster wysokości, 15 — statecznik poziomy, 16 — zderzak ogonowy, 17 — dźwignia sterowania, 18 — chowany stopień, 19 — klapy, 20 — skrzydło doczepne, 21 — lotka, 22 — światło pozycyjne, 23 — dźwignia napędu lotki, 24 — napęd klap, 25 — koło podwozia głównego, 26 — połączenie skrzydła doczepnego ze skrzydłem środkowym, 27 — reflektor, 28 — skrzydło środkowe (centropłat), 29 — końcówka doprowadzania powietrza, 30 — kółko podwozia przedniego



zł. 7.—